

# 燃烧室宽度对液态燃料旋转爆轰 发动机影响实验研究\*

李宝星<sup>1</sup>, 许桂阳<sup>1</sup>, 翁春生<sup>2</sup>, 赵凤起<sup>1</sup>

(1. 西安近代化学研究所, 陕西 西安 710065;  
2. 南京理工大学 瞬态物理重点实验室, 江苏 南京 210094)

**摘要:** 为了研究燃烧室宽度对液态燃料旋转爆轰发动机工作特性的影响, 搭建了气液两相旋转爆轰实验系统, 以汽油/富氧空气为工质, 氢气/氧气预爆轰管作为点火装置, 在不同燃烧室宽度下开展了一系列实验研究, 分析了爆轰波的起爆过程, 以及燃烧室宽度对爆轰波传播特性与发动机推力性能的影响。实验结果表明: 点火后, 燃烧室内需要经过一个爆燃转爆轰过程才能形成自持传播的爆轰波; 爆轰波在不同燃烧室宽度下均以双波对撞模式传播, 对应的波速分布在850~1025m/s内, 随着当量比增加, 波速整体呈增加趋势; 当燃烧室宽度减小, 波速整体有所降低; 不同燃烧室宽度下推力性能存在显著差异, 其中燃烧室宽度在16.5mm下, 发动机的推力和燃料比冲要明显低于11.5mm和9mm的; 随着燃烧室宽度减小, 内外壁面边界层在流场中的作用更为突出, 降低了发动机推力的稳定性。

**关键词:** 燃烧室宽度; 液态燃料; 旋转爆轰发动机; 传播特性; 推力性能

中图分类号: V231.22 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 02-0372-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190472

## Experimental Investigation for Effects of Chamber Width on Rotating Detonation Engine with Liquid Fuel

LI Bao-xing<sup>1</sup>, XU Gui-yang<sup>1</sup>, WENG Chun-sheng<sup>2</sup>, ZHAO Feng-qi<sup>1</sup>

(1. Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an 710065, China;  
2. National Key Lab of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** In order to study the effects of the combustor width on the operating characteristic of the rotating detonation engine with liquid fuel, a gas-liquid two-phase rotating detonation experiment system was set up. The gasoline and oxygen enriched air were used as working substance, and the pre-detonation tube with hydrogen/oxygen was used as ignition device. A series of experiments were carried out under different combustor widths, the initiation process of detonation wave was analyzed, and the effects of combustor width on detonation wave propagation characteristic and thrust performance were studied. The experimental results show that the formation of self-propagating detonation wave requires a deflagration-to-detonation transition process after ignition. The detonation wave propagates in double wave collision mode under different combustion chamber widths, and the corresponding wave velocity is distributed in the range of 850~1025m/s. As a whole, the velocity increases with the increase of equivalent ratio. Meanwhile, when the combustion chamber width decreases, the wave velocity decreases.

\* 收稿日期: 2019-07-08; 修订日期: 2019-09-25。

基金项目: 国家自然科学基金 (11802039; 11802117)。

通讯作者: 李宝星, 博士, 工程师, 研究领域为爆轰推进。E-mail: lbxnjust@126.com

引用格式: 李宝星, 许桂阳, 翁春生, 等. 燃烧室宽度对液态燃料旋转爆轰发动机影响实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 372-381. (LI Bao-xing, XU Gui-yang, WENG Chun-sheng, et al. Experimental Investigation for Effects of Chamber Width on Rotating Detonation Engine with Liquid Fuel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2):372-381.)

es. There are significant differences in thrust performance under different combustion chamber widths, in which the thrust and fuel specific impulse of the engine under 16.5mm are obviously lower than those of 11.5mm and 9mm. With the decrease of combustion chamber width, the inner and outer wall boundary layer plays a more prominent role in the flow field, which reduces the stability of engine thrust.

**Key words:** Chamber width; Liquid fuel; Rotating detonation engine; Propagation characteristic; Thrust performance

## 1 引言

旋转爆轰发动机(Rotating detonation engine, 简称RDE)利用旋转的爆轰波压缩预混燃料实现高效燃烧,在环形燃烧室上游形成一个或多个周向传播的爆轰波,爆轰产物从尾部高速排出,从而产生推力的一种新型发动机。基于爆轰燃烧循环方式,其热力循环效率较传统燃烧方式高20%~30%左右,因此,RDE具有结构紧凑、热力循环效率高、推重比大等优点。

随着航空航天事业的飞速发展,人们对推进系统的要求越来越高,亟待发展一种循环效率更高、推进性能更优越的动力装置。RDE已成为了国内研究的热点,俄罗斯、美国、日本、中国等国家开展了大量实验和数值仿真研究,并取得了丰富的研究成果。目前对液态燃料实现连续旋转爆轰的实验研究相对较少,其中,俄罗斯的Bykovskii等在液态丙烷或液态煤油为燃料、空气为氧化剂的实验中,未能实现连续旋转爆轰,主要是由于液态燃料需要经历雾化、掺混、蒸发等复杂过程,并且反应物活性较低;随后在空气中添加额外氧气(富氧空气中的氧含量为50%),提高反应物活性后,才实现了这两种燃料的连续旋转爆轰<sup>[1]</sup>。2016年采用煤油/空气为燃料,其中空气中加入少量氢气,在直径为503mm,厚度为18mm的大尺寸环形燃烧室内实现了连续旋转爆轰,在不加氢气条件下,也无法形成连续旋转爆轰<sup>[2]</sup>,说明在常温条件下,液态燃料与空气在环形燃烧室内比较难实现连续旋转爆轰。此外,波兰的Kindracki也发现常温下煤油与空气混合物未能实现自持传播的爆轰波,在空气中加入少量氢气后,爆轰波成功起爆<sup>[3]</sup>。国内的国防科技大学王迪等<sup>[4]</sup>开展煤油两相旋转爆轰实验研究,当煤油流量为78g/s,氧气流量为224.0g/s,空气流量为72.5g/s(氧含量为81.2%),当量比为1.083时,爆轰波以单波形式传播,平均波速为649m/s;以氧气为氧化剂时,爆轰波以双波形式传播,波速高达1848m/s。南京理工大学的郑权等成功实现起爆并实现了汽油/富氧空气连续旋转爆轰实验,爆

轰波传播频率为2.1~2.4kHz,传播速度为1022.2~1171.8m/s。在工况范围内,爆轰波的传播速度随总推进剂的质量流量增大而增加<sup>[5]</sup>,并开展双波对撞模式下推力测试,爆轰波平均传播速度为1051m/s,发动机获得的有效推力为607.3N,燃料比冲为735.1s<sup>[6]</sup>。李宝星等<sup>[7]</sup>开展了气液两相旋转爆轰数值模拟研究,模拟出燃烧室内爆轰波的传播过程及流场的变化特性。液态燃料起爆难度大,需在氧化剂中增加氧气含量或者少量高活性燃料,来提高混合物的反应活性以实现旋转爆轰。

关于RDE燃烧室构型对旋转爆轰的影响研究,大多是基于气态燃料。在实验方面,Katta等<sup>[8]</sup>研究了不同燃烧室宽度对氢气/空气旋转爆轰波传播特性的影响,发现随着燃烧室宽度增加,内外壁面处爆轰强度差异增大。Rankin等<sup>[9]</sup>在不同氢气/空气质量流量和当量比下,研究了中心锥和拉瓦尔喷管对RDE尾部气流稳定的影响。Zhang等<sup>[10]</sup>研究了环形燃烧室内柱长度对H<sub>2</sub>/air连续旋转爆轰的影响。高剑等<sup>[11]</sup>发现H<sub>2</sub>/air发动机的推力和比冲随着燃烧室长度的增加呈现出先提高后降低的趋势。在数值模拟方面,Schwer等<sup>[12]</sup>发现燃烧室直径增大,爆轰波高度逐渐增大,燃料比冲变化较小;燃烧室宽度增大,瞬时的燃料比冲波动增大。周蕊等<sup>[13]</sup>分析了燃烧室进气端几何构型对激波反射和马赫反射的影响,随着燃烧室厚度越大,爆轰波在内外壁面差异增大,推力呈线性增加,爆轰波高度和燃料比冲基本不变。刘倩等<sup>[14]</sup>在不同周向尺寸下研究了燃料喷注总压对增压比、燃烧效率、容积热负荷及其NO<sub>x</sub>排放等性能的影响。

与气态燃料相比,液态燃料具有便于存储、密度比冲高的优点,在工程应用方面具有更广阔的前景,但液态燃料旋转爆轰发动机的工作条件更为苛刻,不仅要考虑液态燃料与来流氧化剂在受限空间内的雾化、混合,还需要考虑混合物的化学反应活性。在气态燃料旋转爆轰实验中,不同燃烧室尺寸下爆轰波的传播特性以及发动机的推力性能均有所不同,然而针对液态燃料在不同燃烧室宽度下爆轰特性尚

不清楚。因此,本文以汽油为燃料、富氧空气为氧化剂,在不同燃烧室宽度下开展实验研究,分析了燃烧室宽度对爆轰波的传播模态、速度以及推力性能等方面的影响,为今后液态燃料旋转爆轰发动机研究提供一定的指导。

## 2 实验系统

如图1所示,实验系统由液态燃料连续旋转爆轰发动机、供气系统、供油系统、点火系统、测试平台、控制与数据采集系统等部分组成。

RDE实验装置如图2所示,其中实物图如图2所示,包括:氧化剂集气腔、氧气支管、空气支管、预爆轰管、进油管、环形燃烧室、动态压力传感器、静态压力传感器以及推力壁和推力传感器。环形燃烧室基础

的内径外径以及长度分别120mm,153mm和240mm。

供气和供油系统是为RDE和点火装置提供燃料和氧化剂。空气存储于2m<sup>3</sup>的高压罐内,最高工作压力为7MPa,可以提供足够的空气。汽油存放于高压反应釜内,采用挤压方式,通过精细雾化喷嘴进入燃烧室,供油压力大于0.7MPa时,燃油的雾化角度成60°锥形,雾化后的平均直径约为40μm,最小的雾化粒径可达20μm,燃油液滴与轴向来流氧化剂进行掺混。所有燃料和氧化剂的管路上安装了减压阀、电磁阀、流量计以及止回阀。微小型氢/氧PDE作为点火装置,切向安装在环形燃烧室上。在实验过程中,通过单片机来控制燃料和氧化剂的供给以及火花塞触发。

为了研究爆轰波的传播特性,在距离燃烧室头

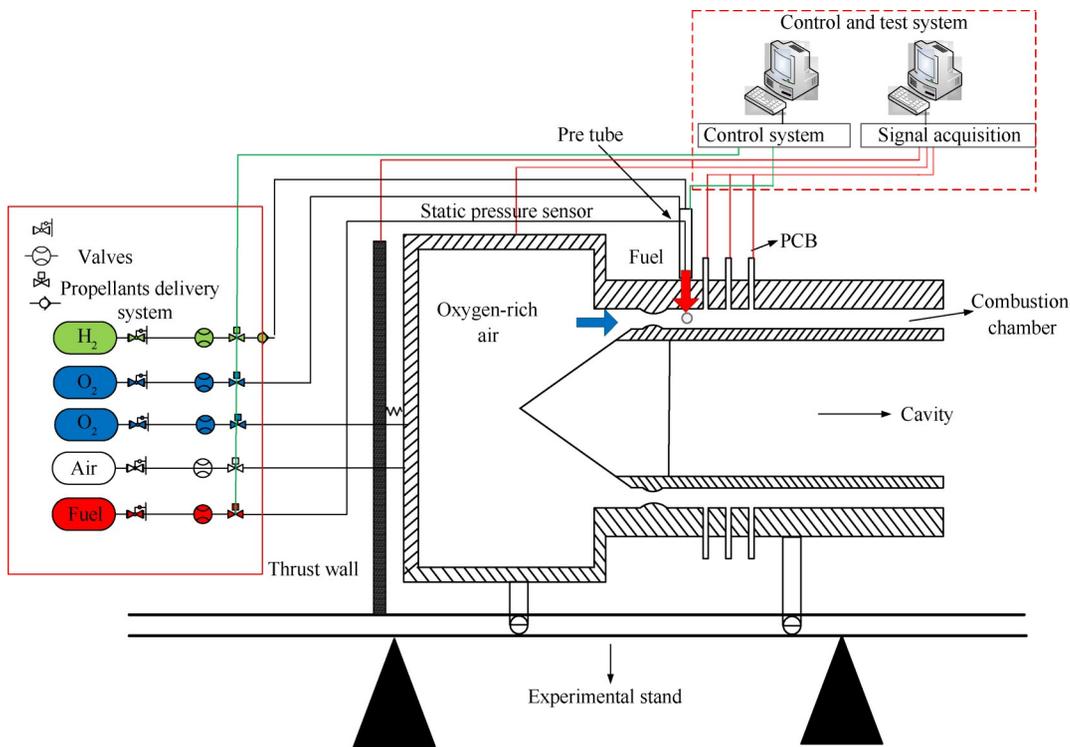
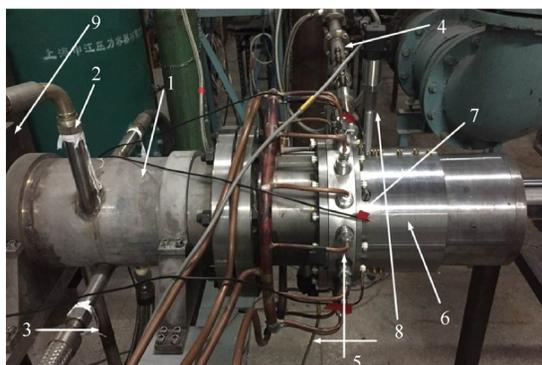


Fig. 1 Experimental system diagram



- 1-Collecting chamber
- 2-Oxygen branch
- 3-Air branch
- 4-Pre-detonation tube
- 5-Intake pipe
- 6-Combustor
- 7-Dynamic pressure sensor
- 8-Static pressure sensor
- 9-Thrust wall and thrust sensor

Fig. 2 Engine experimental device

部55mm处的外壁面上齐平安安装了4个高频压力传感器(PCB)。从燃烧室尾部观察,沿着逆时针方向,4个传感器分别位于0°,60°,120°和240°,并分别定义为PCB1\_55mm\_0°,PCB2\_55mm\_60°,PCB3\_55mm\_120°,PCB4\_55mm\_240°,见图3所示。PCB压电式高频传感器的响应时间 $\leq 1\mu\text{s}$ ,谐振频率 $\geq 500\text{kHz}$ 。在实验过程中,PCB的采样频率为500kHz/s。

实验时序如图4所示,在实验过程中首先开启采集系统;随后喷注 Air/O<sub>2</sub>,为发动机提供氧化剂(富氧空气);随后填充预爆轰管 H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>,同时向发动机喷注燃料;完成 H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>填充,进行点火;预爆轰管内形成初始爆轰波和爆轰产物进入环形燃烧室内引燃预混燃料。发动机具体的有效工作时间由实际工况决定,其熄火过程通过先关闭燃料和氧气,并持续喷注空气数秒来完成。

### 3 实验结果与分析

燃烧室宽度的改变,会改变燃烧室内流场的边界层,可能会影响爆轰波的传播特性和发动机的推力性能。为了研究燃烧室宽度对液态燃料旋转爆轰发动机影响,保持外径153mm不变,通过改变内径大小,来改变燃烧室宽度(9mm,11.5mm,16.5mm),在不同工况下开展大量实验研究,具体实验工况分布如图5所示。主要是通过改变空气的质量流量和燃料的质量流量来改变混合物的当量比。空气质量流量分布范围740~852g/s,氧气质量流量保持在225.6g/s左右,汽油质量流量分布范围为74.4~92.8g/s。

#### 3.1 起爆过程分析

在燃烧室宽度16.5mm,空气质量流量783.1g/s,

氧气质量流量225.6g/s,汽油质量流量89.3g/s,当量比0.78,氧含量40.2%的条件下,此时,燃烧室内成功实现了汽油/富氧空气连续旋转爆轰波的起爆与自持传播。燃烧室内的高频压力时程曲线如图6所示,其中图6(a)为高频压力原始信号,由于受到高温影响较为严重,信号产生不同程度的滑移。为了进一步分析爆轰波的起爆过程,高频压力信号的局部放大图如图6(b)和图6(c)所示,预爆管内产生的初始爆轰波和爆轰产物在577.56ms时刻进入燃烧室内,引燃预混燃料(富氧空气与雾化好的燃油液滴混合物)。由于燃烧室环形腔的空间远大于预爆管出口宽度,初始爆轰波进入燃烧室后,立即产生两个反向的爆轰波,压力衰减十分严重。在逆时针方向依次经过0°,60°和120°处的高频压力传感器,根据PCB1和PCB3所捕捉的第一个压力峰值时间间隔0.24ms,可求得初始爆轰波进入燃烧室后在两传感器之间的逆时针平均传播速度为670m/s;同理求得顺时针方向传播的平均速度为760m/s。于是两相反方向的爆轰波在180°和240°之间发生碰撞,产生局部热点。随后并没有立即形成连续旋转爆轰波,而是以爆燃的形式燃烧。在环形燃烧室曲率、摩擦和喷注燃料引起的湍流等作用下,火焰面与未燃反应物之间的接触面积和扩散速率迅速增加,提高了化学反应速率和能量释放速率,从而加速火焰,同时产生压缩波。压缩波相互追赶叠加,形成强烈的冲击波,冲击波压缩新鲜的反应物,进一步加强燃烧。经过约7.20ms的过渡阶段(爆燃转爆轰过程),燃烧室内形成了自持传播的爆轰波。过渡时间的长短与燃料的雾化掺混、初始的点火能量、混合物的反应活性以及燃烧室

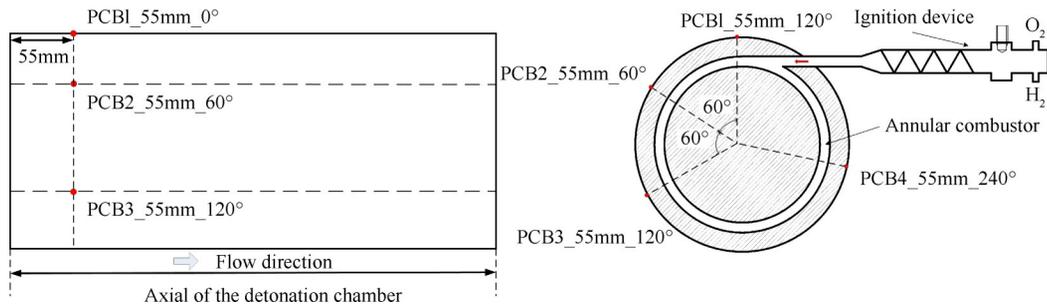


Fig. 3 Installation position of high frequency pressure sensor and pre-detonation tube

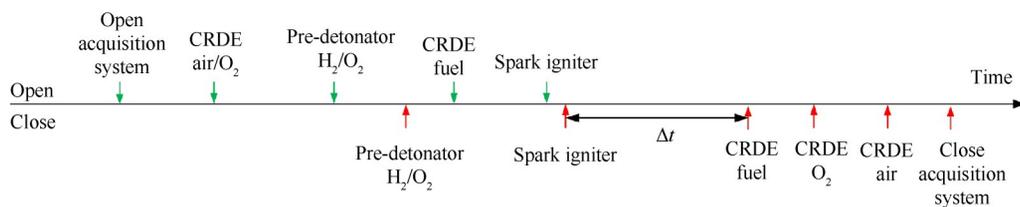


Fig. 4 Experimental control sequence

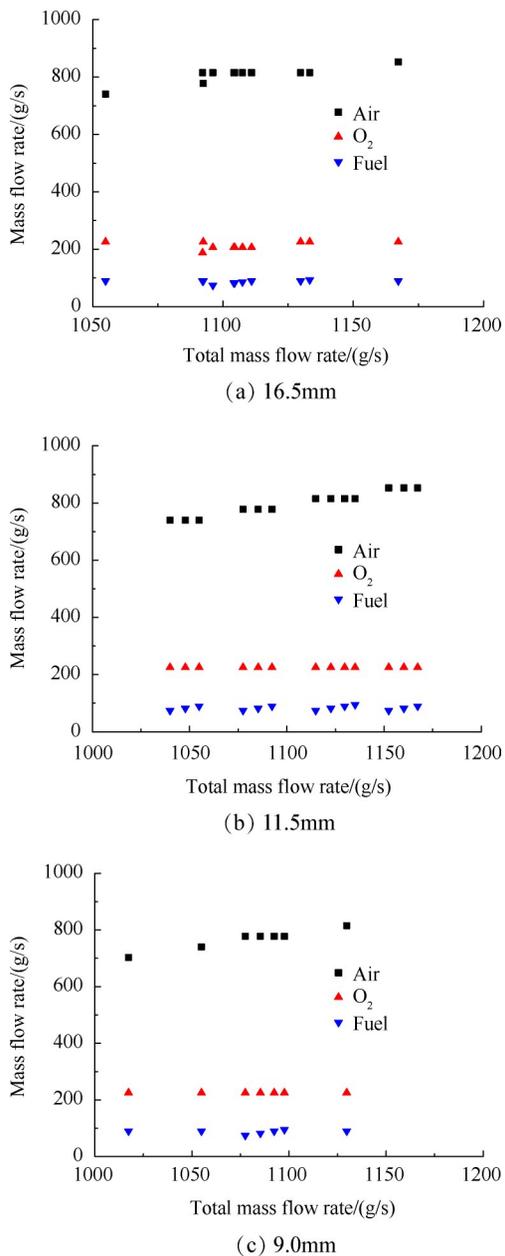


Fig. 5 Experimental conditions of different combustor widths

构型等因素密切相关。

### 3.2 爆轰波传播过程分析

为了便于分析爆轰波的传播过程,将图 6(a)中压力时程曲线采用高通滤波进行处理,处理后如图 7 所示。图 7(a)为不同位置处的整体高频压力时程曲线,可以看出,PCB2 和 PCB4 位置处的压力峰值明显高于其它位置。压力曲线的局部放大图如图 7(b)和 (c)所示,为了更好地对比分析,PCB2 和 PCB4 的整体压力值提升 0.5MPa。如图所示,各处的压力波形均保持着各自的振荡规律,其中两 PCB2 和两 PCB4 相邻压力峰值之间均存在两个 PCB1 和 PCB3 的压力峰

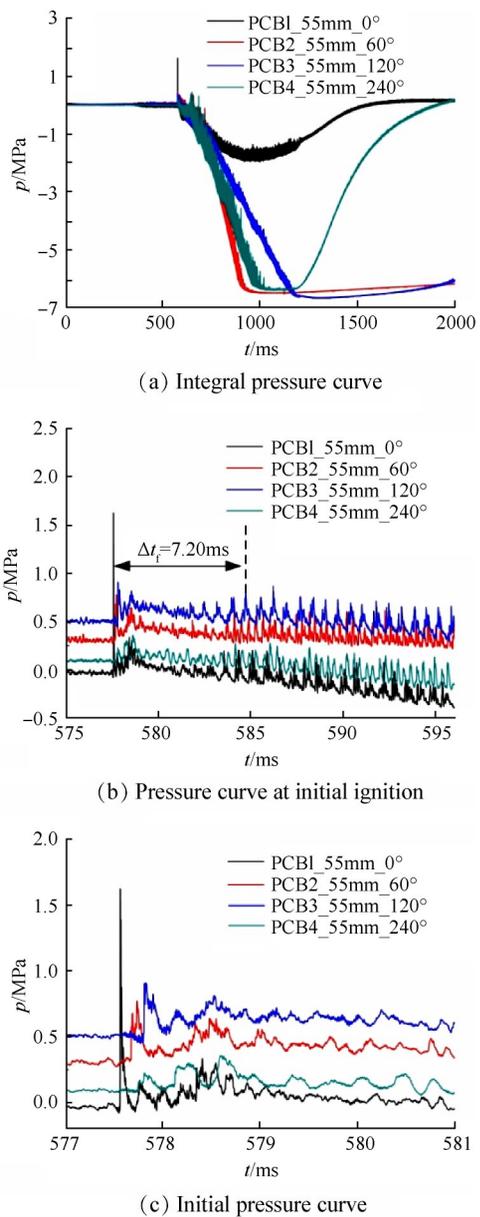


Fig. 6 Pressure history curve after successful initiation

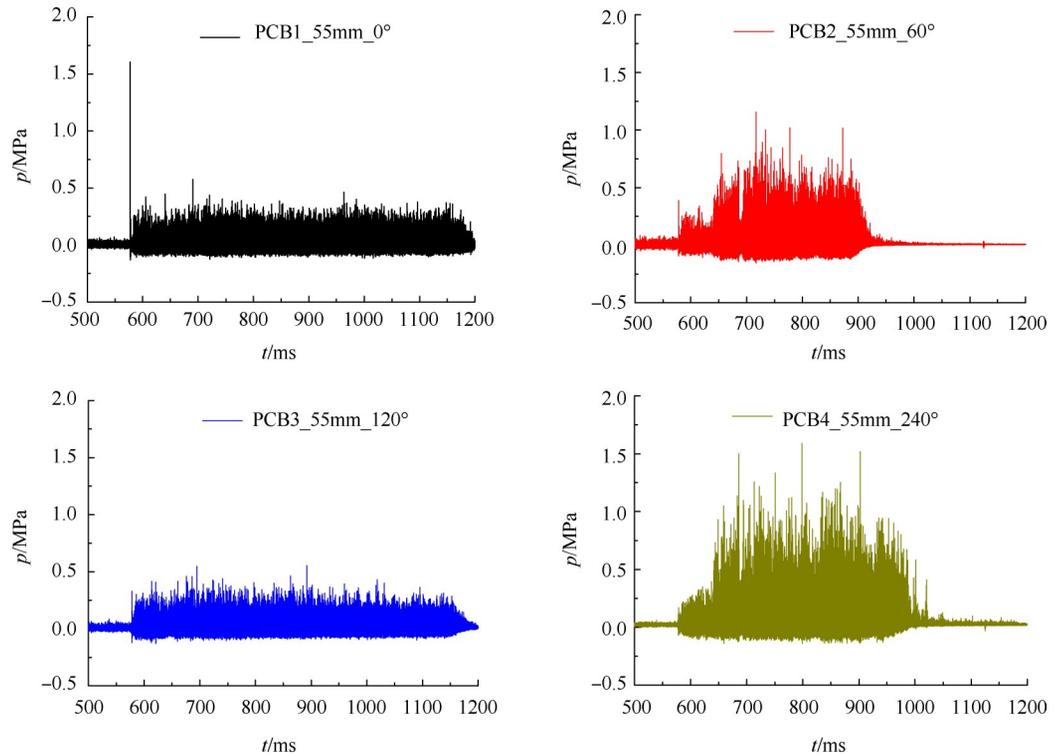
值,并且 PCB1 和 PCB3 位置处的压力波形几乎重合,该压力波形是典型双波对撞模式所呈现的振荡规律,且爆轰波的对撞点恰好位于 PCB2 和 PCB4 处(即 60°和 240°)。结合图 7(c)中的压力波形,稳定双波对撞的传播示意图如图 8 所示。805ms 时刻,相向传播的爆轰波正好传播至 PCB2 处,发生碰撞,此时 PCB2 压力波形中出现  $p_1$ ;碰撞后,两个爆轰波分别透射到彼此的波后爆轰产物中并形成两个相反方向的透射激波,随后两个透射激波同时经过 PCB1 和 PCB3,波形中分别出现  $p_2$  和  $p_3$ ;此后,两个透射激波在新鲜燃料的支持下逐渐形成爆轰波,传播 120°后,在 PCB4 位置处发生碰撞,同时在 PCB4 压力波形中形成压力峰值  $p_4$ ,重复上述模式,最终再次在 PCB2 位

置处发生碰撞。两个爆轰波一直保持该方式循环传播,且图 7(c)中相邻的压力峰值时间间隔  $\Delta t_i$  恰好为爆轰波传播一周所需时间。

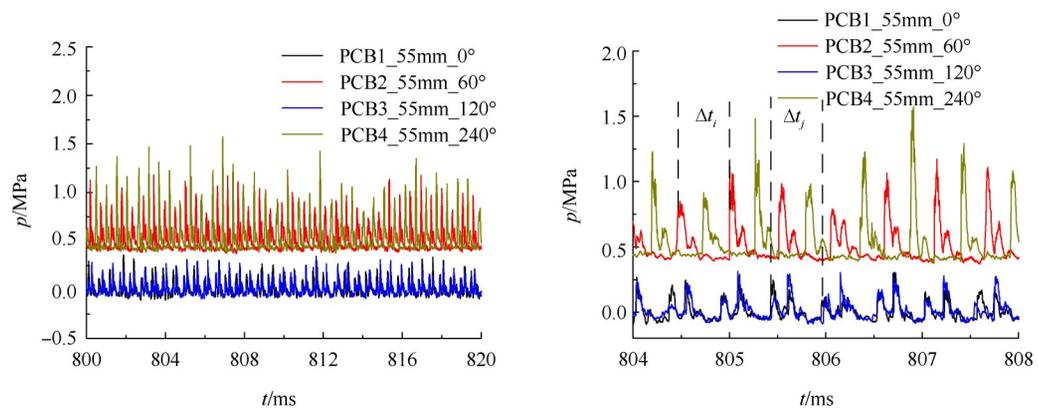
进一步分析爆轰波的传播特性,选取 PCB2 中相邻压力峰值之间的时间间隔  $\Delta t_i$ ,求解出每个周期内爆轰波的对撞频率随时间分布如图 9(a)所示。每个周期内爆轰波的对撞频率基本分布在 1.600~

2.100kHz,平均对撞频率为 1.822kHz,对应的平均传播速度为 875.1m/s。为了对比分析,对 PCB2 高频压力信号同时进行了快速傅里叶变换(FFT),获得结果如图 9(b)所示。FFT 结果主要呈现出压力信号的振荡主频,从结果得出,获得一次主频为 1.812kHz,与时域所获得的平均频率 1.822kHz 吻合较好。

当空气质量流量为 777.5g/s,氧气质量流量为



(a) Integral pressure curve



(b) Local enlargement of double-wave collision pressure curve

(c) Local enlargement of figure (b)

Fig. 7 High frequency pressure history curve under stable double-wave collision

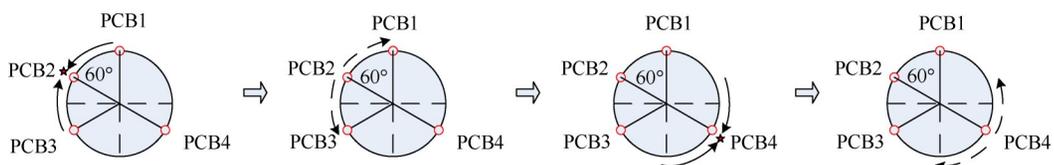


Fig. 8 Schematic diagram of stable double-wave collision propagation

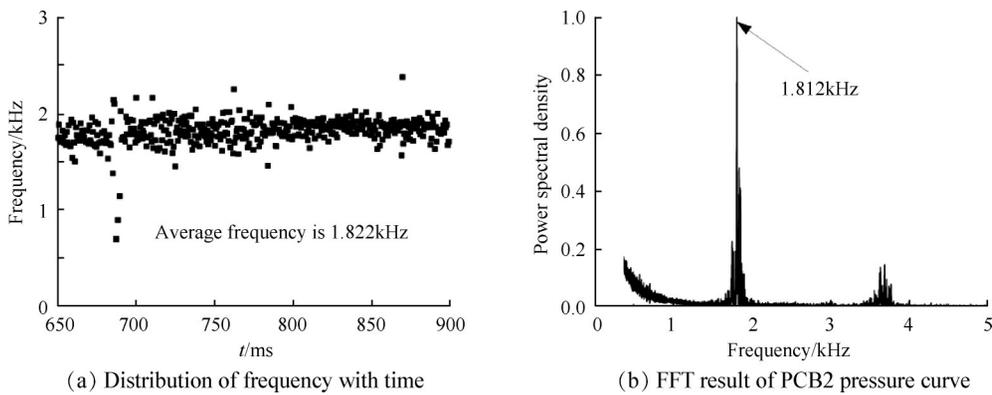


Fig. 9 Time-domain and frequency-domain results of stable dual-wave collision modes

225.6g/s, 汽油质量流量为 89.3g/s, 当量比为 0.77 时, 不同燃烧室宽度下获得的高频信号如图 10 所示。图 10(a)和(b)为燃烧室宽度 11.5mm 下高频压力的时程曲线和频域结果, 压力波形所呈现的规律如双波对撞模态下一致, 且对撞点位于  $60^\circ$  和  $240^\circ$  附近。通过 FFT 所获得的一次主频为 1.833kHz, 对应的平均传播速度为 880.6m/s。图 10(c)和(d)为燃烧室宽度 9mm 下获得的高频压力曲线和频域结果, 压力波形与 11.5mm 宽度下情况类似, 爆轰波仍以双波对撞的形式在燃烧室内传播, 对撞点位于  $120^\circ$  和  $300^\circ$  附近, 且 FFT 获得一次主频和平均传播速度分别为 1.892kHz 和 909.0m/s。本文的实验装置在图 5 所示的工况下,

均以双波对撞模态工作, 燃烧室宽度减小, 压力曲线振荡更为显著。一方面是由于燃烧室流道变窄, 导致内外壁面边界层在流场中的作用十分显著, 给燃烧室内流场带来了外来不稳定机制, 从而引起压力波在内外壁面之间的振荡特性加剧; 另一方面, 在相同的喷注条件下, 流道变窄减小了燃料的雾化空间, 甚至会造成部分燃油液滴撞击到壁面, 形成油膜, 使得燃料与氧化剂之间的掺混效果受到影响, 引起燃烧室内压力波振荡特性增强。在该实验模型下, 燃料与氧化剂能够在燃烧室内快速形成一定高度的预混燃料层; 并且双波对撞后的透射激波保持足够的强度, 能够快速诱导混合物再次增强为爆轰波, 为实

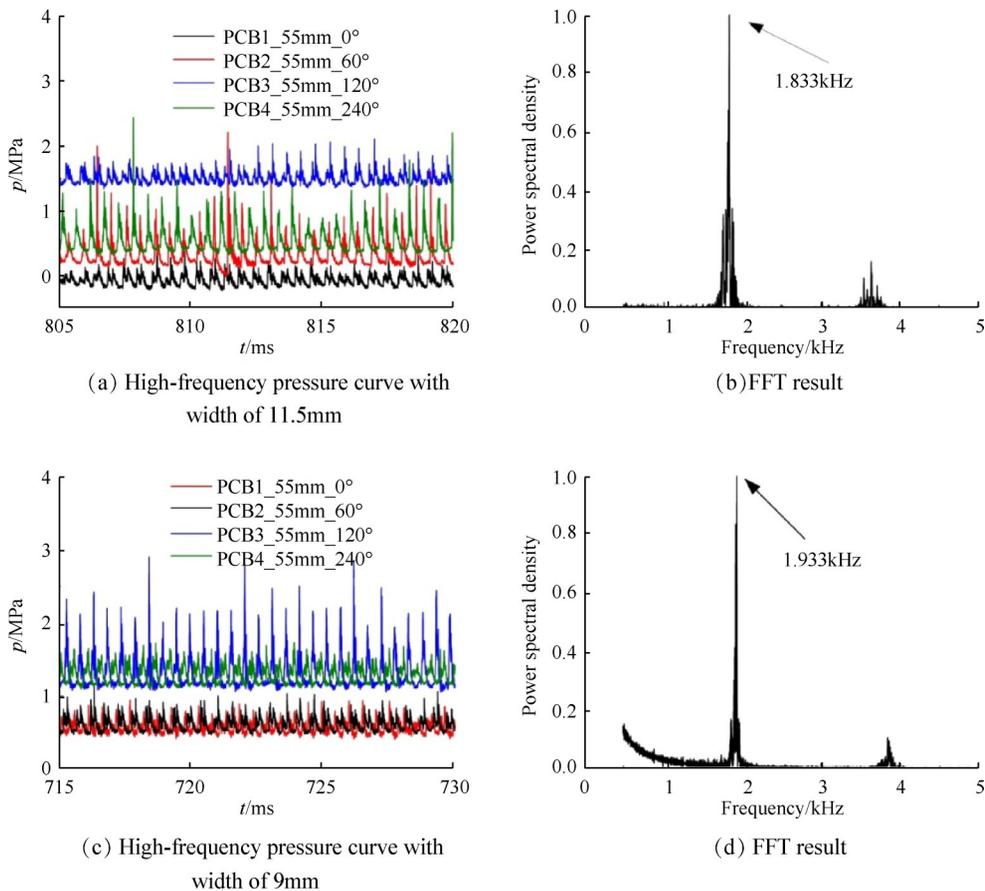


Fig. 10 High-frequency pressure curves and frequency-domain results at different combustor widths

现双波对撞传播模态的主要原因<sup>[15]</sup>。爆轰波以双波对撞模态传播过程中,可能由于每个周期内对撞后,引起燃烧室内局部压力高低差异显著,从而影响了燃料和氧化剂的喷注过程,进而影响了预混燃料层建立位置,导致爆轰波的对撞点也会发生变化;燃料与氧化剂的掺混效果不均,实验装置的加工和安装偏差导致的外部不稳定也可能是引起双波对撞的因素。

不同工况下,爆轰波平均传播速度分布如图11所示。在16.5mm燃烧室宽度下平均传播速度整体大于11.5mm和9mm宽度下的速度。在该实验模型下,主要是由于燃烧室宽度减小,使得燃油的雾化和掺混空间减小,导致掺混效果变差;同时容易使得液滴与内壁面发生碰撞,雾化的燃油液滴变成油膜,导致燃油燃烧不充分,爆轰强度减弱;此外,内外壁面边界层效应明显,给爆轰波传播带来了不稳定机制,从而导致爆轰波速度降低。另外可以看出,在同一燃烧室宽度下,当氧气质量和空气质量不变,增加燃料质量时,混合物当量比增加,反应活性增大,爆轰过程中能量释放速率增加,从而使得爆轰波速度有所增加;然而当氧气质量和燃料质量不变,增加空气质量,混合物当量比降低,爆轰波传播速度降低,主要是由于空气质量增加,相当于稀释了氧化剂中氧含量,降低了混合物的反应活性。从整体看,随着当量比增大,爆轰波平均传播速度呈增加趋势。

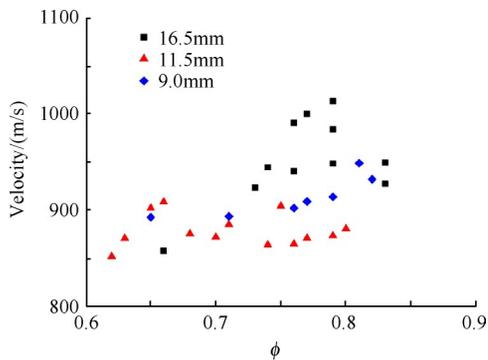


Fig. 11 Average velocity distribution of detonation wave under different conditions

### 3.3 推力性能分析

基于上述三种宽度的燃烧室,对发动机开展轴向推力测试,实验工况如图5所示。当空气的质量流量为777.5g/s,氧气的质量流量为225.6g/s,汽油的质量流量为89.3g/s,当量比为0.77,燃烧室宽度为9mm时,燃烧室有效流通面积为 $4.072 \times 10^{-3} \text{m}^2$ ,比质量流率为 $268.3 \text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ ,对应的推力与推力积分曲线如图12(a)和(b)所示。冷流工质所产生的推力约为130N,起爆之后所获得平均总推力为896N,推力增益为766N。

根据平均总推力,有效排气速度为820.2m/s,燃料比冲为1024s。局部放大的推力曲线显示,主要集中于 $F_1$ 和 $F_2$ 之间,两者差约为610N,约占平均总推力的68.1%。

相同工况下,燃烧室宽度增加到11.5mm时,发动机的推力和推力积分曲线如图12(c)和(d)所示。此时,燃烧室有效流通面积为 $6.309 \times 10^{-3} \text{m}^2$ ,比质量流率为 $173.1 \text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ ,冷流工质所产生的推力约为123N,起爆之后所获得的平均总推力为885N,推力增益为762N。有效排气速度为810.0m/s,燃料比冲为1011.2s。局部放大图显示,推力主要分布在640~1100N内,其中波动幅度为560N,约占平均总推力的52.0%。图12(e)和(f)为燃烧室宽度为16.5mm时获得的推力和推力积分曲线。燃烧室有效流通面积为 $7.076 \times 10^{-3} \text{m}^2$ ,比质量流率为 $154.4 \text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ ,冷流工质所产生的推力约118N,平均总推力为721N,推力增益为603N。燃烧室出口有效排气速度为660.0m/s,燃料比冲为823.8s。此时,如局部放大图所示,推力主要集中分布在500~850N,该范围约占平均总推力的48.5%。在该工况下,总质量流量为1092.4g/s,燃烧室宽度为9.0mm时,有效流通面积小。因此,燃气有效排气速度较大,发动机的平均总推力和燃料比冲较大,但燃烧室内外壁之间的边界层厚度较大,引起推力振荡十分严重;随着燃烧室宽度增加,有效流通面积增大,有效排气速度减小,发动机的推力和比冲减小,但由于燃烧室内外壁之间的边界层厚度减小,使得推力振荡幅度有所减小。

在图5所示工况下,不同燃烧室宽度的发动机推力和燃料比冲随推进剂总质量流量的分布如图13所示。从整体分布看出,随着推进剂总质量流量增加,推力和燃料比冲均呈增加趋势;同一宽度下,氧气和汽油质量流量不变,随着空气质量流量增加,推力和燃料比冲均增加;当空气和氧气质量流量不变时,随着汽油质量流量增加,混合物当量比增加,推力呈增加趋势,而燃料比冲则呈减小趋势。不同的燃烧室宽度下,推力和燃料比冲存在明显差别,燃烧室宽度为16.5mm时,推力和燃料比冲相对较低,随着燃烧室宽度减小,推力和燃料比冲明显提升。在空气和氧气质量相同的情况下,当汽油质量流量小于83g/s,11.5mm宽度下的推力和燃料比冲均大于9.0mm宽度下的,当汽油质量增大,11.5mm宽度下的推力和燃料比冲有所下降。主要是由于在相同来流条件下,在11.5mm宽度燃烧室内形成的初始压力比9mm的小,随着汽油质量流量增大时,喷注压力增加,汽油液滴在11.5mm宽度燃烧室内表现更强的穿透能力,使得汽油

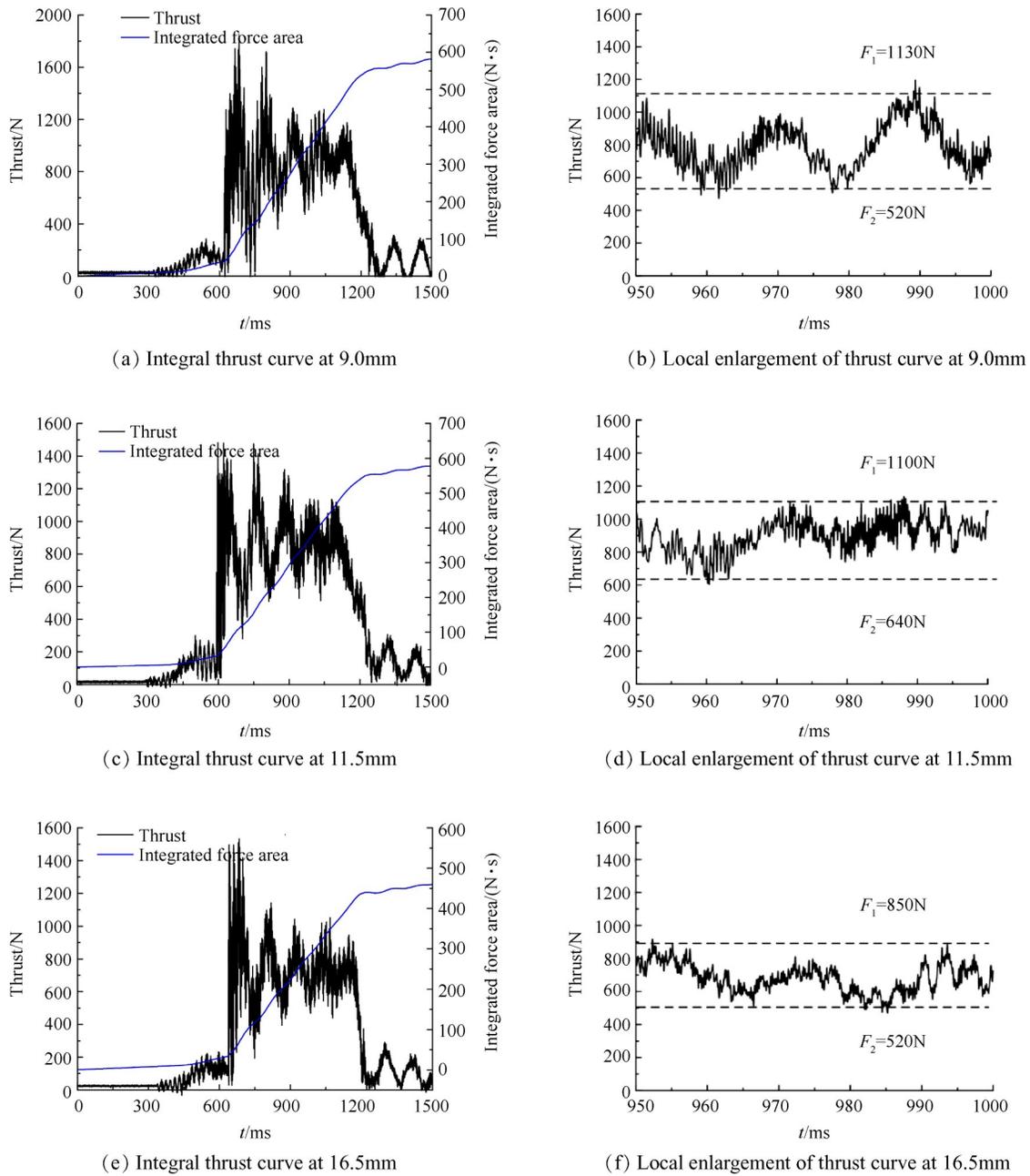


Fig. 12 Thrust curves and its integral curves at different combustor widths

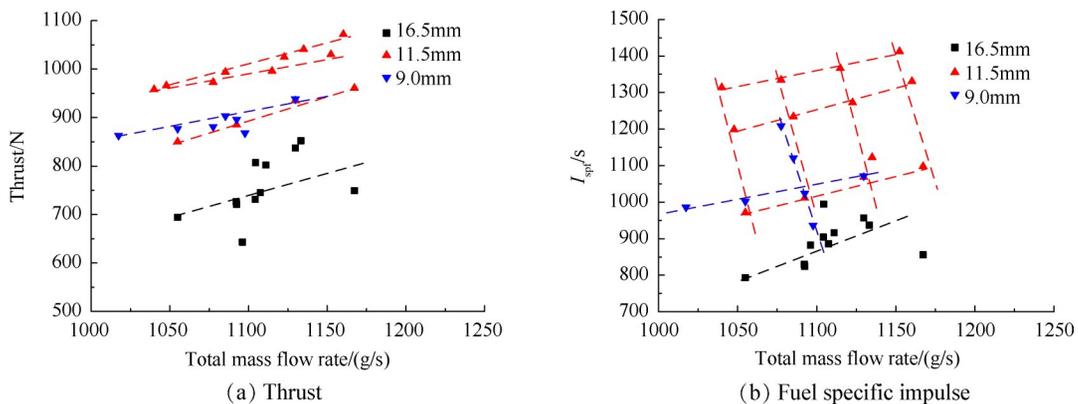


Fig. 13 Distribution of thrust and fuel specific impulse with total mass flow rate of propellant under different combustion chamber widths

液滴碰壁现象严重,雾化和掺混效果变差,导致爆轰效果变差,导致此时11.5mm宽度下的推力性能降低。

## 4 结 论

本文在不同燃烧室宽度下开展气液两相旋转爆轰发动机点火实验研究,分析了气液两相旋转爆轰波的起爆过程、传播特性以及发动机的推力性能,基于该发动机模型下获得主要结论如下:

(1)预爆轰管内形成的初始爆轰波进入燃烧室后,并没有直接形成连续旋转爆轰,而是缓燃的形式燃烧,需要经历一个爆燃转爆轰的过程,在该过程中,燃烧逐渐加强,形成压缩波并相互汇合增强,最终形成自持传播的爆轰波。

(2)在不同燃烧室宽度下,燃烧室内爆轰波均以双波对撞模态传播,波速分布在850~1025m/s;在贫油条件下,整体波速随着当量比增加而呈增加趋势;当燃烧室宽度减小时,导致燃料雾化掺混空间减小,爆轰效果变差,压力波形振荡更加显著,爆轰波的传播速度整体减小。

(3)同一燃烧室宽度下,发动机的推力和燃料比冲随着空气质量流量的增加均增加;然而随着燃料质量流量增加,推力增加,燃料比冲则逐渐下降。燃烧室宽度在16.5mm下,发动机的推力和燃料比冲要明显低于11.5mm和9mm的。在空气和氧气质量相同的情况下,当汽油质量流量小于83g/s,11.5mm宽度下的推力和燃料比冲均大于9.0mm宽度下的,随着汽油质量增大,11.5mm宽度下的推力和燃料比冲有所下降。燃烧室宽度减小,内外壁面边界层在流场中的作用显得更为突出,使得发动机推力的稳定性变差。

气液两相旋转爆轰过程十分复杂,爆轰波的稳定自持机理有待进一步研究,稳定传播的爆轰波可产生更稳定的推力;推进剂的喷注方式和结构有待优化,以实现高效雾化掺混和高效爆轰燃烧,并通过发动机尾部结构设计来输出更稳定可靠的推力将是未来主要研究内容之一。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

## 参 考 文 献

[ 1 ] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous Spin Detonation of Fuel-Air Mixtures [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2006, 42(4): 463-471.

[ 2 ] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous Spin Detonation of a Heterogeneous Kerosene-Air Mix-

ture with Addition of Hydrogen [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2016, 52(3): 371-373.

[ 3 ] Kindracki J. Experimental Research on Rotating Detonation in Liquid Fuel-Gaseous Air Mixtures [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 43(6): 445-453.

[ 4 ] 王 迪,周 进,林志勇. 煤油两相连续旋转爆轰燃烧室工作特性试验研究 [J]. 推进技术, 2017, 38(2): 471-480. (WANG Di, ZHOU Jin, LIN Zhi-yong. Experimental Investigation on Operation Characteristics of Two-Phase Continuous Rotating Detonation Combustor Fueled by Kerosene [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 471-480.)

[ 5 ] 郑 权,翁春生,白桥栋. 当量比对液体燃料旋转爆轰发动机爆轰影响实验研究 [J]. 推进技术, 2015, 36(6): 947-952. (ZHENG Quan, WENG Chun-sheng, BAI Qiao-dong. Experimental Study on Effects of Equivalence Ratio on Detonation Characteristics of Liquid-Fueled Rotating Detonation Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(6): 947-952.)

[ 6 ] 郑 权,李宝星,翁春生,等. 双波对撞模态下的液态燃料旋转爆轰发动机推力测试研究 [J]. 兵工学报, 2017, 38(4): 679-689.

[ 7 ] 李宝星,翁春生. 连续旋转爆轰发动机气液两相爆轰波传播特性二维数值研究 [J]. 固体火箭技术, 2015, 38(5): 646-652.

[ 8 ] Katta V R, Cho K Y, Hoke J L, et al. Effect of Increasing Channel Width on the Structure of Rotating Detonation Wave [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37(3): 3575-3583.

[ 9 ] Rankin B, Hoke J, Schauer F. Periodic Exhaust Flow Through a Converging-Diverging Nozzle Downstream of a Rotating Detonation Engine [R]. *AIAA* 2014-1015.

[ 10 ] Zhang H, Liu W, Liu S. Effects of Inner Cylinder Length on H<sub>2</sub>/Air Rotating Detonation [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(30): 13281-13293.

[ 11 ] 高 剑,武晓松,马 虎,等. 不同燃烧室长度的旋转爆轰发动机实验研究 [J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1991-2000. (GAO Jian, WU Xiao-song, MA Hu, et al. Experimental Research on Rotating Detonation Engines with Different Combustion Chamber Length [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1991-2000.)

[ 12 ] Schwer D A, Kailasanath K. Numerical Study of the Effects of Engine Size on Rotating Detonation Engines [R]. *AIAA* 2011-581.

[ 13 ] Zhou Rui, Wang J P. Numerical Investigation of Shock Wave Reflections near the Head Ends of Rotating Detonation Engines [J]. *Shock Waves*, 2013, 23(5): 461-472.

[ 14 ] 刘 倩,郑洪涛,李智明,等. 连续旋转爆轰燃烧室的性能 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1328-1336.

[ 15 ] 刘世杰. 连续旋转爆轰波结构、传播模态及自持机理研究 [D]. 长沙:国防科学技术大学, 2012.